



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102073280 A

(43) 申请公布日 2011.05.25

(21) 申请号 201110007075.9

(22) 申请日 2011.01.13

(71) 申请人 北京科技大学

地址 100083 北京市海淀区学院路 30 号

(72) 发明人 陈金香 孙富春 尹怡欣 胡长军

(74) 专利代理机构 北京东方汇众知识产权代理  
事务所(普通合伙) 11296

代理人 刘淑芬

(51) Int. Cl.

G05B 17/02(2006.01)

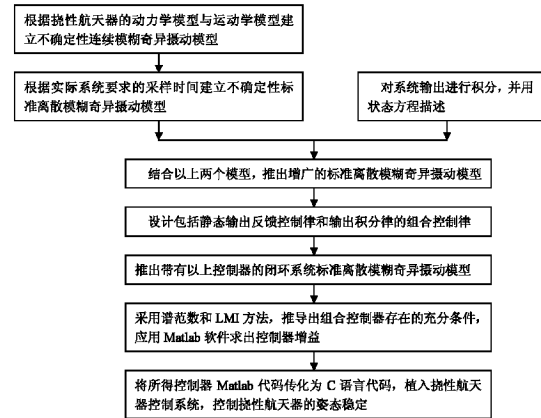
权利要求书 3 页 说明书 9 页 附图 4 页

(54) 发明名称

一种复杂挠性航天器模糊奇异摄动建模与姿态控制方法

(57) 摘要

本发明属于航天器控制领域,涉及一种复杂挠性航天器模糊奇异摄动建模与鲁棒姿态控制方法,即融合静态输出反馈控制与输出积分的鲁棒组合控制方法:根据航天器动力学模型与运动学模型,结合模糊逻辑与奇异摄动技术,建立其不确定性连续模糊奇异摄动模型和标准离散模糊奇异摄动模型。采用谱范数和线性矩阵不等式 LMI 方法,设计静态输出反馈控制器与输出积分器组合的鲁棒控制器,通过求解一组与摄动参数无关的数值求解中病态问题和迭代 LMI 求解静态输出反馈控制器增益方法中的选初值难问题。该方法能有效克服挠性振动和外界干扰,达到响应速度快、姿态控制精度高,抗干扰能力强,鲁棒性能好的控制效果。



1. 一种复杂挠性航天器模糊奇异摄动建模与姿态控制方法,其特征在于:具体包括以下步骤:

步骤 1. 根据现有的复杂挠性卫星动力学方程和运动学方程,建立模糊奇异摄动模型:

1. 1)、建立不确定性连续模糊奇异摄动模型

采用欧拉法建立复杂挠性卫星运动学模型,根据该运动学模型和现有的复杂挠性卫星动力学方程,结合模糊逻辑和奇异摄动技术,以复杂挠性卫星的三轴姿态角和姿态角速度作为慢变量,挠性部件的模态变量及其一阶导数作为快变量,对复杂挠性卫星进行时标分解,建立复杂卫星不确定性连续模糊奇异摄动模型;

规则 i :如果  $\alpha_i$  是  $\phi_i$  那么

$$E_\varepsilon \dot{x}(t) = (A_i + \Delta A_i)x(t) + B_i u(t) + D_i w(t) \quad (1)$$

$$y(t) = Cx(t)$$

其中,  $E_\varepsilon = \begin{bmatrix} I_{6 \times 6} & 0 \\ 0 & \varepsilon I_{4m \times 4m} \end{bmatrix}$ ,  $0 < \varepsilon < 1$  为奇异摄动参数,状态变量  $x(t)$

$= [x_s(t) \ x_f(t)]^T$ , 慢状态变量  $x_s(t) = [\varphi \ \theta \ \psi \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ , 快状态变量  $x_f(t) = [\eta_{ls} \ \eta_{rs} \ \dot{\eta}_{ls} \ \dot{\eta}_{rs}]^T$ ,  $\eta_{ls} = [\eta_{ls1} \ \eta_{ls2} \ \dots \ \eta_{lsm}]^T$ ,  $\eta_{rs} = [\eta_{rs1} \ \eta_{rs2} \ \dots \ \eta_{rsm}]^T$ ,  $m$  为模态的阶数; $u(t) \in R^{3 \times 1}$  为输入,即作用在卫星上的外力矩列阵, $w(t) \in R^{3 \times 1}$  为干扰, $\Delta A_i$  为适当维数不确定矩阵, $C = [I_{6 \times 6} \ 0_{6 \times 12}]$ ,  $H_0 = -M_0^{-1}N_0$ ,  $\Gamma_0 = -M_0^{-1}J_0$ ,  $\Xi = M_0^{-1}V$ ,  $V = [I_{3 \times 3} \ 0_{m \times 3} \ 0_{m \times 3}]$ ,

$$M_0 = \begin{bmatrix} I_{s0} & F_{slsi} & F_{srssi} \\ F_{slsi}^T & I_{m \times m} & 0_{m \times m} \\ F_{srssi}^T & 0_{m \times m} & I_{m \times m} \end{bmatrix}, N_0 = \begin{bmatrix} F_0 & 0_{3 \times m} & 0_{3 \times m} \\ F_{slsi}^T C_0 & 2\xi_{ls} \omega_{als} & 0_{m \times m} \\ F_{srssi}^T C_0 & 0_{m \times m} & 2\xi_{rs} \omega_{ars} \end{bmatrix}, J_0 = \begin{bmatrix} G_0 & 0_{3 \times m} & 0_{3 \times m} \\ 0_{m \times 3} & \omega_{als}^2 & 0_{m \times m} \\ 0_{m \times 3} & 0_{m \times m} & \omega_{ars}^2 \end{bmatrix},$$

$$G_0 = \begin{bmatrix} \omega_0^2 (I_y - I_z) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \omega_0^2 (I_y - I_x) \end{bmatrix}, F_0 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \omega_0 (I_y - I_x - I_z) \\ 0 & 0 & 0 \\ \omega_0 (I_x + I_z - I_y) & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$C_0 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\omega_0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \omega_0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

将  $H_0$ ,  $\Gamma_0$ ,  $\Xi$  分块为:

$$H_0 = \begin{bmatrix} H_{01} & H_{02} & H_{03} \\ H_{04} & H_{05} & H_{06} \\ H_{07} & H_{08} & H_{09} \end{bmatrix}, \Gamma_0 = \begin{bmatrix} \Gamma_{01} & \Gamma_{02} & \Gamma_{03} \\ \Gamma_{04} & \Gamma_{05} & \Gamma_{06} \\ \Gamma_{07} & \Gamma_{08} & \Gamma_{09} \end{bmatrix}, \Xi = \begin{bmatrix} \Xi_1 \\ \Xi_2 \\ \Xi_3 \end{bmatrix},$$

$$A_i = E_\varepsilon \begin{bmatrix} 0 & I_{3 \times 3} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \Gamma_{01} & H_{01} & \Gamma_{02} & \Gamma_{03} & H_{02} & H_{03} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{m \times m} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{m \times m} \\ \Gamma_{04} & H_{04} & \Gamma_{05} & \Gamma_{06} & H_{05} & H_{06} \\ \Gamma_{07} & H_{07} & \Gamma_{08} & \Gamma_{09} & H_{08} & H_{09} \end{bmatrix}, B_i = D_i = E_\varepsilon \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} \\ \Xi_1 \\ 0_{m \times 3} \\ 0_{m \times 3} \\ \Xi_2 \\ \Xi_3 \end{bmatrix}。$$

1. 2)、建立不确定性标准离散模糊奇异摄动模型：

将以上连续模糊奇异摄动模型，离散化成不确定性标准离散模糊奇异摄动模型：

规则 i :如果  $\alpha_i$  是  $\psi_i$  那么

$$\begin{aligned} x(k+1) &= E_\varepsilon (A_{di} + \Delta A_{di}) x(k) + E_\varepsilon B_{di} u(k) + E_\varepsilon D_{di} w(k) \\ y(k) &= Cx(k) \end{aligned} \quad (2)$$

for  $i = 1, 2, \dots, r.$

其中， $\alpha_i$  为挠性部件相对中心体的转角， $\psi_i$  为模糊集合，h 为采样时间，

$$A_{di} = E_\varepsilon^{-1} e^{E_\varepsilon^{-1} A_i h}, B_{di} = E_\varepsilon^{-1} \int_0^h E_\varepsilon^{-1} e^{E_\varepsilon^{-1} A_i \tau} d\tau B_i, D_{di} = E_\varepsilon^{-1} \int_0^h E_\varepsilon^{-1} e^{E_\varepsilon^{-1} A_i \tau} d\tau D_i。$$

给定  $[x(t); u(t); w(t)]$ ，应用标准模糊推理方法，得到全局模糊奇异摄动模型：

$$\begin{aligned} x(k+1) &= E_\varepsilon (A_d(\mu) + \Delta A_d(\mu)) x(k) + E_\varepsilon B_d(\mu) u(k) + E_\varepsilon D_d(\mu) w(k) \\ y(k) &= Cx(k) \end{aligned} \quad (3)$$

for  $i = 1, 2, \dots, r.$

其中，r 为规则数， $\mu(\alpha_i)$  是相应的隶属度函数， $\mu_i(\alpha_i) = e^{-\frac{(\alpha_i - c_i)^2}{2\sigma_i^2}}$ ， $i = 1, 2, \dots, r.$

$$A_d(\mu) = \sum_{i=1}^r \mu_i(\alpha_i) A_{di}, \Delta A_d(\mu) = \sum_{i=1}^r \mu_i(\alpha_i) \Delta A_{di}, B_d(\mu) = \sum_{i=1}^r \mu_i(\alpha_i) B_{di}, D_d(\mu) = \sum_{i=1}^r \mu_i(\alpha_i) D_{di};$$

步骤 2、对被控对象的输出进行积分，并将其用状态方程描述：

引入状态变量  $x_I(k)$ ，将  $\sum_{p=0}^k y(p)$  用以下状态方程描述：

$$x_I(k+1) = x_I(k) + y(k) \quad (4)$$

其中， $x_I(k) \in R^{6 \times 1}$ 。

步骤 3、结合标准离散模糊奇异摄动模型 (3) 和输出积分器的状态方程 (4)，建立复杂航天器的增广离散模糊奇异摄动模型：

$$\hat{x}(k+1) = \hat{E}_\varepsilon (\hat{A}_d(\mu) + \Delta \hat{A}_d(\mu)) \hat{x}(k) + \hat{E}_\varepsilon \hat{B}_d(\mu) u(k) + \hat{E}_\varepsilon \hat{D}_d(\mu) w(k) \quad (5)$$

其中，

$$\begin{aligned} \hat{x}(k) &= \begin{bmatrix} x(k) \\ x_I(k) \end{bmatrix}, \hat{A}_d(\mu) = \begin{bmatrix} A_d(\mu) & 0 \\ C & I_{6 \times 6} \end{bmatrix}, \Delta \hat{A}_d(\mu) = \begin{bmatrix} \Delta A_d(\mu) & 0 \\ 0 & 0_{6 \times 6} \end{bmatrix}, \\ \hat{B}_d(\mu) &= \begin{bmatrix} B_d(\mu) \\ 0_{6 \times 3} \end{bmatrix}, \hat{D}_d(\mu) = \begin{bmatrix} D_d(\mu) \\ 0_{6 \times 3} \end{bmatrix}, \hat{E}_\varepsilon = \begin{bmatrix} E_\varepsilon & 0 \\ 0 & I_{6 \times 6} \end{bmatrix}。 \end{aligned}$$

步骤 4. 根据上述步骤建立的复杂挠性卫星增广离散模糊奇异摄动模型，提出包括静态输出反馈控制律和输出积分律的组合控制律，如下式 (6)：

$$u(k) = FCx(k) + K_I \sum_{i=0}^{k-1} y(i) \quad (6)$$

其中, F 为静态输出反馈增益,  $K_I$  为输出积分器的增益。

为了方便求解控制器增益, 将式 (6) 重写为:

$$u(k) = FCx(k) + K_I x_I(k) \quad (7)$$

步骤 5、结合步骤三、四, 推导出复杂挠性卫星闭环系统模型。

$$\hat{x}(k+1) = \hat{E}_\varepsilon (\tilde{A}_d(\mu) + \Delta \hat{A}_d(\mu)) \hat{x}(k) + \hat{E}_\varepsilon \hat{D}_d(\mu) w(k) \quad (8)$$

其中,

$$\tilde{A}(d) = \begin{bmatrix} A_d(\mu) + B_d(\mu)FC & B_d(\mu)K_I \\ C & I_{6 \times 6} \end{bmatrix}$$

步骤 6. 采用谱范数方法和 LMI 方法, 推导出控制器存在的条件 (9)-(12), 控制器增益通过求解线性矩阵不等式组 (9)-(12) 获得:

$$\begin{bmatrix} -\gamma^2 Y_{11} & * & * & * & * & * \\ -\gamma^2 Y_{21} & -\gamma^2 Y_{22} & * & * & * & * \\ A_{di} + B_{di}FC & B_{di}K_I & -X_{11} & * & * & * \\ C & I & -X_{21} & -X_{22} & * & * \\ M & P & 0 & 0 & -\gamma^2 I & * \\ L & N & 0 & 0 & 0 & -\gamma^2 I \end{bmatrix} < 0 \quad (9)$$

$i = 1, 2, \dots, r.$

$$\begin{bmatrix} Y_{11} & * \\ Y_{21} & Y_{22} \end{bmatrix} > 0 \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} X_{11} & * \\ X_{21} & X_{22} \end{bmatrix} > 0 \quad (11)$$

$$\begin{bmatrix} M & P \\ L & N \end{bmatrix} > 0 \quad (12)$$

其中,  $Y_{11}, Y_{22}, X_{11}, X_{22}$  为适当维数的对称正定矩阵,  $M = \begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} \\ 0 & M_{22} \end{bmatrix}, P = \begin{bmatrix} P_{11} \\ 0 \end{bmatrix}, M_{11}, M_{22},$

$N$  为适当维数的对称正定矩阵,  $M_{12}, P_{11}, L$  为适当维数的矩阵:

步骤 7. 将所得控制器 Matlab 代码转化为 C 语言代码, 植入挠性航天器控制系统, 控制挠性航天器的姿态稳定控制。

## 一种复杂挠性航天器模糊奇异摄动建模与姿态控制方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种复杂挠性航天器模糊奇异摄动建模与姿态控制方法,属于航天器控制技术领域。特别适用于带有挠性附件的复杂航天器甚高精度控制,也可用于机器人、电力系统及钻井平台等其他非线性挠性系统或多时标系统的建模与高精度控制。

### 背景技术

[0002] 复杂挠性航天器是指带有多个可伸缩的挠性附件、可增减和活动的大型部件(太阳翼、通信天线或遥感天线等)的大型航天器。航天器附件不仅相对其主体作刚性转动,而且自身也会产生挠性振动,从而影响航天器的姿态,甚至使其失稳。另外,航天器燃料的消耗、太阳帆板的转动以及有效载荷的运动也会引起其惯量参数的变化。如何克服挠性振动、参数不确定性及外界干扰,保证航天器甚高精度姿态控制是国内外学者研究热点。

[0003] 近年来,刚性航天器的姿态控制研究有了很大进展,但这些方法很难直接应用于挠性情形的。目前,挠性航天器的姿态控制研究尚处于初步阶段,分为传统建模与控制 and 模糊建模与控制两种。传统建模方法的缺点:1)、只能描述挠性附件与中心体之间夹角为某定值时的系统模态,故保守性强;2)、挠性附件引起的挠性振动被视为干扰输入,相比于刚性航天器的控制,只是增强了干扰程度,故很难得到甚高精度控制性能。模糊建模将挠性模态变量作为状态方程中的部分状态变量,能够描述挠性附件与中心体之间夹角为任意值时的系统模态,但由于未做时标分解,易引起状态方程系数矩阵的奇异性,从而产生数值求解过程中的病态问题。另外,以上研究均未提出抑制挠性振动与外界干扰的有效措施。随着对航天器姿态精度要求的提高,研究复杂挠性航天器甚高精度姿态控制方法具有重要意义。

[0004] 奇异摄动技术是研究多时标系统的典型方法。该技术将研究对象分为慢、快两个子系统,对慢、快子系统分别设计控制器或者对包括慢、快子系统的整体系统设计控制器,从而避免由快变量引起的系统振动和系统状态方程系数矩阵的奇异性。目前非线性奇异摄动系统(Singularly Perturbed Systems,简称SPSs)控制研究主要有两种方法,即传统控制方法和基于线性矩阵不等式(Linear Matrix Inequality,简称LMI)的模糊奇异摄动建模与控制策略。前者对系统结构的假设较多,而后者结构假设少、推导简单、易实现。基于LMI的模糊SPSs的分析与控制研究主要概括为两类,即与摄动参数 $\epsilon$ 无关的研究和与摄动参数 $\epsilon$ 有关的结果,其中考虑系统参数不确定情形的研究为少数,而且将模糊奇异摄动技术应用到复杂挠性航天器姿态控制的成果还未发现。值得一提的是,目前控制系统静态输出反馈控制器设计均采用迭代LMI方法,此方法依赖于初始值的选取,而目前还没有行之有效的选取初值方法。

### 发明内容

[0005] 本发明的目的是为解决复杂挠性航天器在外太空中低轨道运行时,现有控制方法无法消除挠性附件引起的挠性振动和外界干扰引起的稳态误差的问题,提出一种复杂挠性航天器模糊奇异摄动建模与姿态稳定控制方法。

[0006] 本发明的技术方案是：一种复杂挠性航天器模糊奇异摄动建模与姿态控制方法，该方法基于不确定性标准离散模糊奇异摄动模型，设计鲁棒组合控制器，实现复杂挠性航天器甚高精度姿态稳定控制，组合控制器由静态输出反馈控制器和输出积分器组成。根据复杂挠性航天器动力学模型与运动学模型，采用模糊逻辑与奇异摄动技术相结合的方法，将该航天器的状态变量分为快慢变量，即将姿态角与姿态角速度作为慢变量，将挠性附件的模态及其一阶导数作为快变量，建立航天器不确定性连续模糊奇异摄动模型，具体包括以下步骤：

[0007] 步骤 1. 根据现有的复杂挠性卫星动力学方程和运动学方程，建立模糊奇异摄动模型：

[0008] 1. 1)、建立不确定性连续模糊奇异摄动模型

[0009] 采用欧拉法建立复杂挠性卫星运动学模型，根据该运动学模型和现有的复杂挠性卫星动力学方程，结合模糊逻辑和奇异摄动技术，以复杂挠性卫星的三轴姿态角和姿态角速度作为慢变量，挠性部件的模态变量及其一阶导数作为快变量，对复杂挠性卫星进行时标分解，建立复杂卫星不确定性连续模糊奇异摄动模型；

[0010] 规则 i：如果  $\alpha_i$  是  $\phi_i$  那么

$$[0011] \quad E_\varepsilon \dot{x}(t) = (A_i + \Delta A_i)x(t) + B_i u(t) + D_i w(t)$$

$$[0012] \quad y(t) = Cx(t)$$

[0013] 其中， $E_\varepsilon = \begin{bmatrix} I_{6 \times 6} & 0 \\ 0 & \varepsilon I_{4m \times 4m} \end{bmatrix}$ ， $0 < \varepsilon < 1$  为奇异摄动参数，状态变量  $x(t)$

$= [x_s(t) \quad x_f(t)]^T$ ，慢状态变量  $x_s(t) = [\varphi \quad \theta \quad \psi \quad \omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$ ，快状态变量

$x_f(t) = [\eta_{ls} \quad \eta_{rs} \quad \dot{\eta}_{ls} \quad \dot{\eta}_{rs}]^T$ ， $\eta_{ls} = [\eta_{ls1} \quad \eta_{ls2} \cdots \eta_{lsm}]^T$ ， $\eta_{rs} = [\eta_{rs1} \quad \eta_{rs2} \cdots \eta_{rsm}]^T$ ，m 为

模态的阶数； $u(t) \in R^{3 \times 1}$  为输入，即作用在卫星上的外力矩列阵， $w(t) \in R^{3 \times 1}$  为干扰， $A_i$ ， $B_i$ ， $D_i$  为适当维数常数矩阵， $\Delta A_i$  为适当维数不确定矩阵， $C = [I_{6 \times 6} \quad 0_{6 \times 12}]$ ；

[0014] 1. 2)、建立不确定性标准离散模糊奇异摄动模型：

[0015] 将以上连续模糊奇异摄动模型，离散化成不确定性标准离散模糊奇异摄动模型：

[0016] 规则 i：如果  $\alpha_i$  是  $\psi_i$  那么

$$[0017] \quad x(k+1) = E_\varepsilon (A_{di} + \Delta A_{di}) x(k) + E_\varepsilon B_{di} u(k) + E_\varepsilon D_{di} w(k)$$

$$[0018] \quad y(k) = Cx(k)$$

[0019] for  $i = 1, 2, \dots, r$ .

[0020] 其中， $\alpha_i$  为挠性部件相对中心体的转角， $\psi_i$  为模糊集合，h 为采样时间，

$$[0021] \quad A_{di} = E_\varepsilon^{-1} e^{E_\varepsilon^{-1} A_i h}, B_{di} = E_\varepsilon^{-1} \int_0^h E_\varepsilon^{-1} e^{E_\varepsilon^{-1} A_i \tau} d\tau B_i, D_{di} = E_\varepsilon^{-1} \int_0^h E_\varepsilon^{-1} e^{E_\varepsilon^{-1} A_i \tau} d\tau D_i。$$

[0022] 给定  $[x(t); u(t); w(t)]$ ，应用标准模糊推理方法，得到全局模糊奇异摄动模型：

$$[0023] \quad x(k+1) = E_\varepsilon (A_d(\mu) + \Delta A_d(\mu)) x(k) + E_\varepsilon B_d(\mu) u(k) + E_\varepsilon D_d(\mu) w(k)$$

$$[0024] \quad y(k) = Cx(k)$$

[0025] for  $i = 1, 2, \dots, r$ .

[0026] 其中，r 为规则数， $\mu(\alpha_i)$  是相应的隶属度函数， $\mu_i(\alpha_i) = e^{-\frac{(\alpha_i - \alpha_i^0)^2}{2\sigma_i^2}}$ ， $i = 1, 2, \dots$

$$r. A_d(\mu) = \sum_{i=0}^r \mu_i(\alpha_i) A_{di}, \Delta A_d(\mu) = \sum_{i=0}^r \mu_i(\alpha_i) \Delta A_{di}, B_d(\mu) = \sum_{i=0}^r \mu_i(\alpha_i) B_{di}, D_d(\mu) = \sum_{i=0}^r \mu_i(\alpha_i) D_{di};$$

[0027] 步骤 2、对被控对象的输出进行积分,并将其用状态方程描述;

[0028] 步骤 3、结合标准离散模糊奇异摄动模型和输出积分器的状态方程,建立复杂航天器的增广离散模糊奇异摄动模型;

[0029] 步骤 4. 根据上述步骤建立的复杂挠性卫星增广离散模糊奇异摄动模型,提出包括静态输出反馈控制律和输出积分律的组合控制律,如下式 (7):

$$[0030] \quad u(k) = FCx(k) + K_I \sum_{i=0}^{k-1} y(i)$$

[0031] 其中,F 为静态输出反馈增益,  $K_I$  为输出积分器的增益;

[0032] 步骤 5. 步骤 3 和 4,推导出复杂挠性卫星闭环系统模型。

[0033] 步骤 6. 采用谱范数方法和线性矩阵不等式方法,推导由鲁棒静态反馈控制器与输出积分器组成的组合控制器存在的充分条件,给出如下求解控制器增益的线性矩阵不等式组:

$$[0034] \quad \begin{bmatrix} -\gamma^2 Y_{11} & * & * & * & * & * \\ -\gamma^2 Y_{21} & -\gamma^2 Y_{22} & * & * & * & * \\ A_{di} + B_{di} FC & B_{di} K_I & -X_{11} & * & * & * \\ C & I & -X_{21} & -X_{22} & * & * \\ M & P & 0 & 0 & -\gamma^2 I & * \\ L & N & 0 & 0 & 0 & -\gamma^2 I \end{bmatrix} < 0$$

$$[0035] \quad i = 1, 2, \dots, r.$$

$$[0036] \quad \begin{bmatrix} Y_{11} & * \\ Y_{21} & Y_{22} \end{bmatrix} > 0$$

$$[0037] \quad \begin{bmatrix} X_{11} & * \\ X_{21} & X_{22} \end{bmatrix} > 0$$

$$[0038] \quad \begin{bmatrix} M & P \\ L & N \end{bmatrix} > 0$$

[0039] 其中,  $Y_{11}, Y_{22}, X_{11}, X_{22}$  为适当维数的对称正定矩阵,  $M = \begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} \\ 0 & M_{22} \end{bmatrix}, P = \begin{bmatrix} P_{11} \\ 0 \end{bmatrix}, M_{11},$

$M_{22}, N$  为适当维数的对称正定矩阵,  $M_{12}, P_{11}, L$  为适当维数的矩阵;

[0040] 步骤 7. 将所得控制器 Matlab 代码传化为 C 语言代码,植入挠性航天器控制系统,控制挠性航天器的姿态稳定控制。

[0041] 本发明的优点:

[0042] 1)、在国内外,首次采用模糊奇异摄动建模与控制技术,研究复杂挠性航天器建模与甚高精度姿态稳定控制问题。

[0043] 2)、该方法有效克服挠性振动和系统参数不确定性,并能减小外干扰引起的稳态误差,达到甚高精度姿态稳定控制。

[0044] 3)、有别于现存的基于 Lyapunov 函数的稳定性分析方法,本发明基于谱范数的稳

定性分析策略,采用线性矩阵不等式方法,得到静态输出反馈鲁棒控制器与积分器存在的充分条件。

[0045] 4)、输出积分器增益可通过求解一组 LMI 获得,可避免传统 PID 控制中的试凑方法的不便。

[0046] 5)、相比于现存的求解迭代线性矩阵不等式 (ILMI) 的静态输出反馈控制器设计方法,本发明通过求解一组 LMI,获得静态输出反馈控制器增益,从而避免了 ILMI 中,选择初值难的问题。

## 附图说明

[0047] 图 1 为本发明方法的流程图。

[0048] 图 2 为挠性航天器姿态控制系统结构图。

[0049] 图 3 是本发明的实施例的挠性卫星太阳翼与中心刚体的夹角  $\alpha = 90^\circ$  时,三轴姿态角响应曲线图。

[0050] 图 4 是本发明的实施例的挠性卫星太阳翼与中心刚体的夹角  $\alpha = 90^\circ$  时,系统进入稳态后三轴姿态角响应曲线放大图。

[0051] 图 5 是本发明的实施例的挠性卫星太阳翼与中心刚体的夹角  $\alpha = 90^\circ$  时,三轴姿态角速度响应曲线图。

[0052] 图 6 是本发明的实施例的挠性卫星太阳翼与中心刚体的夹角  $\alpha = 90^\circ$  时,系统进入稳态后三轴姿态角速度响应曲线放大图。

[0053] 图 7 是本发明的实施例的挠性卫星太阳翼与中心刚体的夹角  $\alpha = 90^\circ$  时,三轴控制输入力矩的曲线图。

[0054] 图 8 是本发明的实施例的挠性卫星太阳翼与中心刚体的夹角  $\alpha = 90^\circ$  时,系统进入稳态后三轴控制输入力矩曲线的放大图。

[0055] 图 9 是本发明的实施例的挠性卫星太阳翼与中心刚体的夹角  $\alpha = 0^\circ$  时,先后采用 PID 方法和本发明方法对其进行姿态控制的三轴姿态角响应曲线图。

[0056] 图 10 是本发明的实施例的挠性卫星太阳翼与中心刚体的夹角  $\alpha = 0^\circ$  时,采用本发明方法对其进行姿态控制后系统进入稳态时的三轴姿态角响应曲线放大图。

[0057] 图 11 是本发明的实施例的挠性卫星太阳翼与中心刚体的夹角  $\alpha = 0^\circ$  时,先后采用 PID 方法和本发明方法对其进行姿态控制的三轴姿态角速度响应曲线图。

[0058] 图 12 是本发明的实施例的挠性卫星太阳翼与中心刚体的夹角  $\alpha = 0^\circ$  时,采用本发明方法对其进行姿态控制后系统进入稳态时的三轴姿态角速度响应曲线放大图。

[0059] 图 13 是本发明的实施例的挠性卫星太阳翼与中心刚体的夹角  $\alpha = 0^\circ$  时,先后采用 PID 方法和本发明方法对其进行姿态控制的三轴控制输入力矩的曲线图。

[0060] 图 14 是本发明的实施例的挠性卫星太阳翼与中心刚体的夹角  $\alpha = 90^\circ$  时,采用本发明方法对其进行姿态控制后系统进入稳态时的三轴控制输入力矩曲线的放大图。

[0061] 具体实施方法

[0062] 下面采用本发明对带有挠性附件的复杂挠性卫星进行姿态控制,结合图 1 和图 2 说明本发明的实施方法,具体过程如下:

[0063] 步骤一:根据现有的复杂挠性卫星动力学方程和运动学方程,建立模糊奇异摄动



模型。

[0064] 1、复杂挠性卫星动力学模型

[0065] 卫星太阳翼与中心刚体之间的夹角  $\alpha$  为某值时,复杂挠性卫星动力学模型为:

$$[0066] \quad I_s \dot{\omega}_s + \tilde{\omega}_s I_s \omega_s + F_{slsi} \ddot{\eta}_{ls} + F_{srsl} \ddot{\eta}_{rs} = T_s + T_d$$

$$[0067] \quad \ddot{\eta}_{ls} + 2\zeta_{ls} \Omega_{als} \dot{\eta}_{ls} + \Omega_{als}^2 \eta_{ls} + F_{slsi}^T \dot{\omega}_s = 0 \quad (1)$$

$$[0068] \quad \ddot{\eta}_{rs} + 2\zeta_{rs} \Omega_{ars} \dot{\eta}_{rs} + \Omega_{ars}^2 \eta_{rs} + F_{srsl}^T \dot{\omega}_s = 0$$

[0069] 其中,

[0070]  $\omega_s$  -- 卫星中心体的角速度列阵,  $\in 3 \times 1$ ;

$$[0071] \quad \text{-- 角速度列阵的反对称阵, } \in 3 \times 3, \tilde{\omega}_s = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix};$$

$$\tilde{\omega}_s$$

[0072]  $I_s$  -- 卫星惯量阵,  $\in 3 \times 3$ ,  $I_s = I_{s0} + \Delta I_s$

$$[0073] \quad I_{s0} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \text{ -- 卫星惯量阵已知标称值, } \Delta I_s \text{ 为不确定部分;}$$

[0074]  $T_s$  -- 作用在卫星上的外力矩列阵,  $\in 3 \times 1$ ;

[0075]  $T_d$  -- 作用在卫星上的干扰力矩列阵,  $\in 3 \times 1$ ;

[0076]  $m$  -- 模态阶数

[0077]  $\Omega_{als}, \Omega_{ars}$  -- 分别为左右太阳翼的模态频率对角阵,  $\in m \times m$ ;

[0078]  $\eta_{ls}, \eta_{rs}$  -- 分别为左右太阳翼的模态坐标阵,  $\in m \times 1$ ;

[0079]  $\zeta_{ls}, \zeta_{rs}$  -- 分别为左右太阳翼的模态阻尼系数,一般取 0.005;

[0080]  $F_{slsi}, F_{srsl}$  -- 分别为左右太阳翼振动对本体转动的柔性耦合系数阵,  $\in 3 \times m$ , 随着  $\alpha$  的变化而变化;

[0081] 2、复杂挠性卫星运动学模型

[0082] 由于卫星进行三轴稳定控制,卫星姿态角将模型变换到卫星本体坐标系,则卫星姿态角  $\varphi, \theta, \psi$  均为小量,所以轨道坐标系到卫星本体坐标系的转换矩阵为:

$$[0083] \quad A = \begin{bmatrix} 1 & \psi & -\theta \\ -\psi & 1 & \varphi \\ \theta & -\varphi & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

[0084] 采用欧拉方法,用轨道坐标系表示星体角速度,得如下运动学模型:

$$[0085] \quad \omega_s = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & \psi & -\theta \\ -\psi & 1 & \varphi \\ \theta & -\varphi & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ -\omega_0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} - \omega_0 \psi \\ \dot{\theta} - \omega_0 \\ \dot{\psi} + \omega_0 \varphi \end{bmatrix} \quad (3)$$

[0086] 实际挠性太阳翼卫星的太阳翼沿驱动轴旋转,且有个较小的常值角速度,故式(1)所示的动力学模型存在未见模态,无法全面描述挠性卫星系统。另外,燃料的消耗、太阳帆板的转动以及有效载荷的运动会引起卫星惯量参数的变化,导致系统的不确定性。对此,采

用模糊模型逼近方法,以左右太阳翼与中心体的夹角  $\alpha$  作为前件变量,采用 5 条模糊规则,建立不确定性连续模糊模型,逼近复杂挠性卫星姿态动力学方程;此外,针对太阳翼的模态变量易受外界干扰,变化快,难测量等特点,采用奇异摄动技术,对复杂卫星动力学方程进行时标分解,将复杂卫星的三轴姿态角和角速度作为慢变量,左右太阳翼(挠性部件)的模态变量作为快变量,建立模糊奇异摄动模型,从而设计控制器,进行姿态控制。

[0087] 3、建立不确定性连续模糊奇异摄动模型

[0088] 复杂卫星左右太阳翼的挠性变量变化快,无法测量,现有的多数研究成果将挠性变量作为扰动处理,或假设其为可测变量,设计全维状态反馈控制器,但实际应用系统中很难实现。为此,本发明结合复杂卫星动力学模型(1)和运动学模型(3),采用模糊逻辑与奇异摄动技术相结合的方法,对复杂挠性卫星进行时标分解,将复杂挠性卫星的三轴姿态角和角速度作为慢变量,左右太阳翼(挠性部件)的模态变量及其一阶导数作为快变量,建立复杂卫星不确定性连续模糊奇异摄动模型。

[0089] 规则  $i$ :如果  $\alpha_i$  是  $\phi_i$  那么

$$[0090] \quad E_\varepsilon \dot{x}(t) = (A_i + \Delta A_i)x(t) + B_i u(t) + D_i w(t)$$

$$[0091] \quad y(t) = Cx(t) \quad (4)$$

[0092]  $i = 1, 2, \dots, 5.$

[0093] 其中,  $E_\varepsilon = \begin{bmatrix} I_{6 \times 6} & 0 \\ 0 & \varepsilon I_{4m \times 4m} \end{bmatrix}$ ,  $0 < \varepsilon < 1$  为奇异摄动参数,状态变量  $x(t)$

$= [x_s(t) \quad x_f(t)]^T$ , 慢状态变量  $x_s(t) = [\varphi \quad \theta \quad \psi \quad \omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$ , 快状态变量  $x_f(t) = [\eta_{ls} \quad \eta_{rs} \quad \dot{\eta}_{ls} \quad \dot{\eta}_{rs}]^T$ ,  $\eta_{ls} = [\eta_{ls1} \quad \eta_{ls2} \dots \eta_{lsm}]^T$ ,  $\eta_{rs} = [\eta_{rs1} \quad \eta_{rs2} \dots \eta_{rsm}]^T$ ,  $m$  为模态的阶数; $u(t) \in R^{3 \times 1}$  为输入,即作用在卫星上的外力矩列阵, $w(t) \in R^{3 \times 1}$  为干扰, $\Delta A_i$  为适当维数不确定矩阵, $C = [I_{6 \times 6} \quad 0_{6 \times 12}]$ ,  $A_i, B_i, D_i$  为系统的系数矩阵,与挠性卫星的参数  $I_{so}, \xi_{ls}, \xi_{rs}, \Omega_{als}, \Omega_{ars}, F_{slsi}, F_{srsl}$  等有关,详细对应关系略。

[0094] 4、建立不确定性标准离散模糊奇异摄动模型

[0095] 实际卫星姿态控制系统是计算机控制系统,因此,本发明根据实际系统的要求,选择相应的采样时间,在零阶保持器作用下,将模型(4)离散化成不确定性标准离散模糊奇异摄动模型:

[0096] 规则  $i$ :如果  $\alpha_i$  是  $\psi_i$  那么

$$[0097] \quad x(k+1) = E_\varepsilon (A_{di} + \Delta A_{di}) x(k) + E_\varepsilon B_{di} u(k) + E_\varepsilon D_{di} w(k)$$

$$[0098] \quad y(k) = Cx(k) \quad (5)$$

[0099] for  $i = 1, 2, \dots, 5.$

[0100] 其中,  $\alpha_i$  为太阳翼相对中心体的转角,  $\psi_i$  为模糊集合,  $h$  为采样时间,

$$[0101] \quad A_{di} = E_\varepsilon^{-1} e^{E_\varepsilon^{-1} A_i h}, B_{di} = E_\varepsilon^{-1} \int_0^h E_\varepsilon^{-1} e^{E_\varepsilon^{-1} A_i \tau} d\tau B_i, D_{di} = E_\varepsilon^{-1} \int_0^h E_\varepsilon^{-1} e^{E_\varepsilon^{-1} A_i \tau} d\tau D_i.$$

[0102] 给定  $[x(t); u(t); w(t)]$ ,应用标准模糊推理方法,得到全局模糊奇异摄动模型:

$$[0103] \quad x(k+1) = E_\varepsilon (A_d(\mu) + \Delta A_d(\mu)) x(k) + E_\varepsilon B_d(\mu) u(k) + E_\varepsilon D_d(\mu) w(k)$$

$$[0104] \quad y(k) = Cx(k) \quad (6)$$

[0105] for  $i = 1, 2, \dots, 5.$

[0106] 其中,  $\mu(\alpha_i)$  是相应的隶属度函数,  $\mu_i(\alpha_i) = e^{-\frac{(\alpha-c_i)^2}{2\sigma_i^2}}$ ,  $i = 1, 2, \dots, 5$ .  $c_1 = -\frac{\pi}{2}$ ,  $c_2 = -\frac{\pi}{4}$ ,  $c_3 = 0$ ,  $c_4 = \frac{\pi}{4}$ ,  $c_5 = \frac{\pi}{2}$ ,  $\sigma_i = 0.52 (i = 1, 2, \dots, 5)$   $A_d(\mu) = \sum_{i=0}^r \mu_i(\alpha_i) A_{di}$ ,  $\Delta A_d(\mu) = \sum_{i=0}^r \mu_i(\alpha_i) \Delta A_{di}$ ,  $B_d(\mu) = \sum_{i=0}^r \mu_i(\alpha_i) B_{di}$ ,  $D_d(\mu) = \sum_{i=0}^r \mu_i(\alpha_i) D_{di}$ 。

[0107] 步骤二: 对被控对象的输出进行积分, 并将其用状态方程描述。

[0108] 引入状态变量  $x_I(k)$ , 将  $\sum_{p=0}^k y(p)$  用以下状态方程描述:

$$[0109] \quad x_I(k+1) = x_I(k) + y(k) \quad (7)$$

[0110] 其中,  $x_I(k) \in \mathbb{R}^{6 \times 1}$ 。

[0111] 步骤三: 步骤一和步骤二, 建立复杂航天器的增广离散模糊奇异摄动模型。

$$[0112] \quad \hat{x}(k+1) = \hat{E}_\varepsilon (\hat{A}_d(\mu) + \Delta \hat{A}_d(\mu)) \hat{x}(k) + \hat{E}_\varepsilon \hat{B}_d(\mu) u(k) + \hat{E}_\varepsilon \hat{D}_d(\mu) w(k) \quad (8)$$

[0113] 其中,

$$[0114] \quad \hat{x}(k) = \begin{bmatrix} x(k) \\ x_I(k) \end{bmatrix}, \hat{A}_d(\mu) = \begin{bmatrix} A_d(\mu) & 0 \\ C & I_{6 \times 6} \end{bmatrix}, \Delta \hat{A}_d(\mu) = \begin{bmatrix} \Delta A_d(\mu) & 0 \\ 0 & 0_{6 \times 6} \end{bmatrix},$$

$$[0115] \quad \hat{B}_d(\mu) = \begin{bmatrix} B_d(\mu) \\ 0_{6 \times 3} \end{bmatrix}, \hat{D}_d(\mu) = \begin{bmatrix} D_d(\mu) \\ 0_{6 \times 3} \end{bmatrix}, \hat{E}_\varepsilon = \begin{bmatrix} E_\varepsilon & 0 \\ 0 & I_{6 \times 6} \end{bmatrix}。$$

[0116] 步骤四、针对复杂挠性卫星增广离散模糊奇异摄动模型, 设计包括静态输出反馈控制器和输出积分器的鲁棒组合控制器。

[0117] 针对复杂卫星左右太阳翼的挠性变量变化快, 无法测量等特点, 本发明采用静态输出反馈控制律。然而, 静态输出反馈控制器无法完全克服卫星所受到的外界常值干扰, 使复杂卫星达到零稳态误差。为此, 本发明采用静态输出反馈控制律加输出积分器的方法, 消除常值干扰引起的稳态误差。

[0118] 综合上述, 本发明采用如下控制律:

$$[0119] \quad u(k) = FCx(k) + K_I \sum_{i=0}^{k-1} y(i) \quad (9)$$

[0120] 其中,  $F$  为静态输出反馈增益,  $K_I$  为输出积分器的增益。

[0121] 为了方便求解控制器增益, 将式 (9) 重写为:

$$[0122] \quad u(k) = FCx(k) + K_I x_I(k) \quad (10)$$

[0123] 步骤五、结合步骤三、四, 推导出复杂挠性卫星闭环系统模型。

$$[0124] \quad \hat{x}(k+1) = \hat{E}_\varepsilon (\tilde{A}_d(\mu) + \Delta \hat{A}_d(\mu)) \hat{x}(k) + \hat{E}_\varepsilon \hat{D}_d(\mu) w(k) \quad (11)$$

[0125] 其中,

$$[0126] \quad \tilde{A}(d) = \begin{bmatrix} A_d(\mu) + B_d(\mu)FC & B_d(\mu)K_I \\ C & I_{6 \times 6} \end{bmatrix}$$

[0127] 步骤六、采用谱范数方法和 LMI 方法, 推导出控制器 (10) 存在的条件 (12)-(15), 控制器增益通过求解线性矩阵不等式组 (12)-(15) 获得。

[0128]

$$\begin{bmatrix} -\gamma^2 Y_{11} & * & * & * & * & * \\ -\gamma^2 Y_{21} & -\gamma^2 Y_{22} & * & * & * & * \\ A_{di} + B_{di} FC & B_{di} K_I & -X_{11} & * & * & * \\ C & I & -X_{21} & -X_{22} & * & * \\ M & P & 0 & 0 & -\gamma^2 I & * \\ L & N & 0 & 0 & 0 & -\gamma^2 I \end{bmatrix} < 0 \quad (12)$$

[0129]  $i = 1, 2, \dots, r$ .

[0130]

$$\begin{bmatrix} Y_{11} & * \\ Y_{21} & Y_{22} \end{bmatrix} > 0 \quad (13)$$

[0131]

$$\begin{bmatrix} X_{11} & * \\ X_{21} & X_{22} \end{bmatrix} > 0 \quad (14)$$

[0132]

$$\begin{bmatrix} M & P \\ L & N \end{bmatrix} > 0 \quad (15)$$

[0133] 其中,  $Y_{11}, Y_{22}, X_{11}, X_{22}$  为适当维数的对称正定矩阵,  $M = \begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} \\ 0 & M_{22} \end{bmatrix}$ ,  $P = \begin{bmatrix} P_{11} \\ 0 \end{bmatrix}$ ,  $M_{11}$ ,

$M_{22}, N$  为适当维数的对称正定矩阵,  $M_{12}, P_{11}, L$  为适当维数的矩阵。

[0134] 步骤七、将所得控制器 Matlab 代码传化为 C 语言代码, 植入挠性航天器全物理仿真系统, 验证本发明的有效性。

[0135] 图 3- 图 6 显示了当某卫星太阳翼与中心刚体夹角  $\alpha = 90^\circ$  时, 采用本发明对其进行三轴姿态稳定控制的物理仿真实验结果, 图 7, 图 8 为对应的三轴控制输入力矩曲线图及系统进入稳态后控制输入力矩曲线的放大图。物理仿真开始后, 在 1000s 时, 加挠性干扰, 在 1075s 处采用本控制算法, 对挠性卫星进行姿态控制。40s 后挠性干扰被有效抑制, 姿态角、姿态角度响应曲线分别为如图 3, 图 5 所示; 气浮台稳定后姿态角、姿态角速度稳态精度分别达小于  $1.5 \times 10^{-4}$  度和  $8.5 \times 10^{-5}$  度/秒。为了检验本发明对刚性卫星的控制效果, 在 1575s 处去除挠性, 控制算法对刚性卫星进行姿态控制, 刚性卫星进入稳态后, 姿态角和姿态角精度同样可达上述精度; 在 2107s 处加入自准仪修正, 2175s 处加入挠性, 再次对挠性卫星进行控制, 10s 后挠性振动被有效抑制, 卫星姿态稳定后姿态角精度达到  $< 1.5 \times 10^{-4}$ , 姿态角速度精度达  $< 8.5 \times 10^{-5}$ , 如图 4、图 6 所示。另外, 从图 7, 图 8 看出, 三轴控制力矩未超过实际陀螺最大输出力矩 10Nm。

[0136] 图 9- 图 14 显示某卫星太阳翼与中心刚体夹角  $\alpha = 0^\circ$  时的物理仿真实验结果, 其中, 图 9- 图 14 分别为三轴姿态角与姿态角速度的控制效果, 图 13, 图 14 分别为对应的三轴控制输入力矩曲线图及系统进入稳态后控制输入力矩曲线的放大图。该实验主要比较本发明算法与传统 PID 算法的控制性能。如图 9、图 11 所示, 物理仿真实验开始后, 2600s 时加入挠性干扰, 然后采用 PID 算法进行控制, 挠性振动得到一些抑制但效果不明显, 在 2842s 处采用本发明算法, 大约 36s 后挠性振动被有效抑制, 系统进入稳态, 姿态角稳态控制精度小于  $1.5 \times 10^{-4}$  度, 姿态角速度稳态控制精度小于  $8.5 \times 10^{-5}$  度/秒, 如图 10, 图 12 所示。另

外,从图 13,图 14 看出,三轴控制力矩未超过实际陀螺最大输出力矩 10Nm。

[0137] 综合上述,针对复杂挠性卫星的全物理仿真结果表明,采用本发明不仅能够有效抑制挠性振动,而且能克服干扰,解决干扰引起的不稳定或稳态误差大的问题,达到复杂挠性卫星的甚高精度姿态稳定控制。

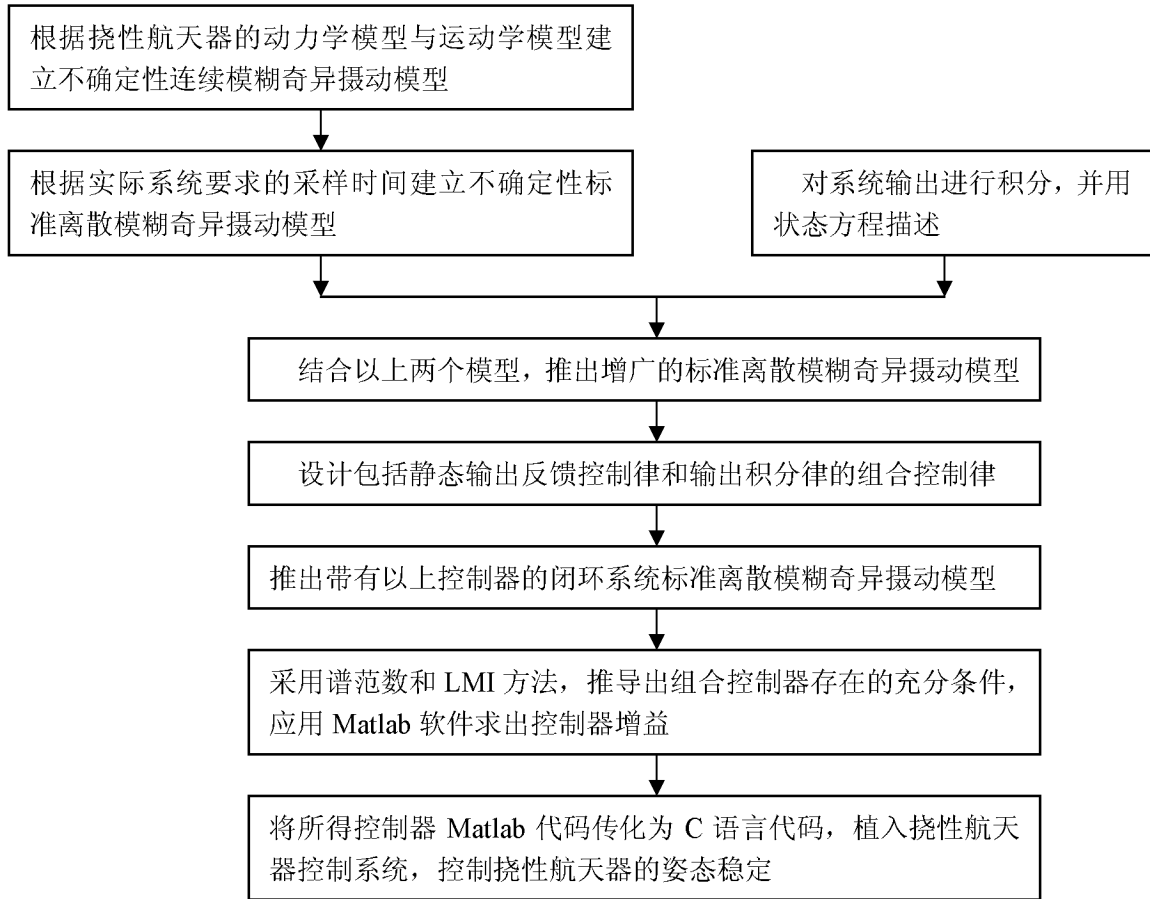


图 1

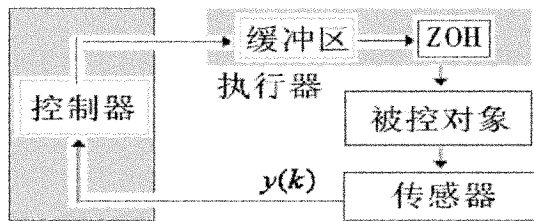


图 2

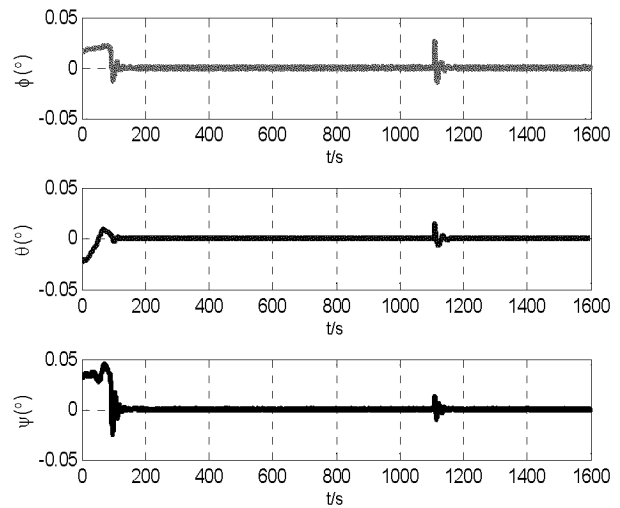


图 3

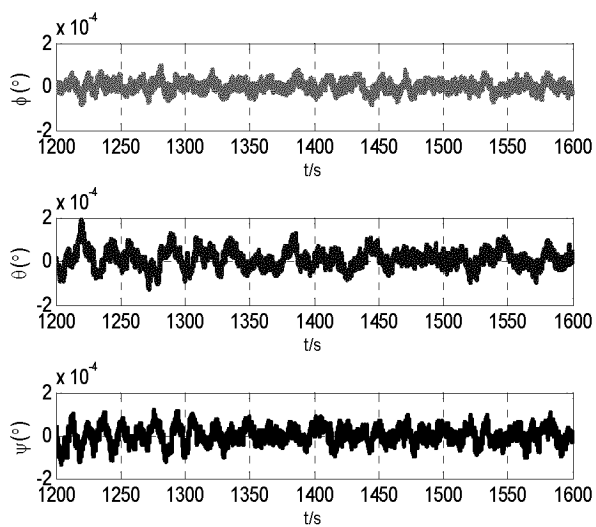


图 4

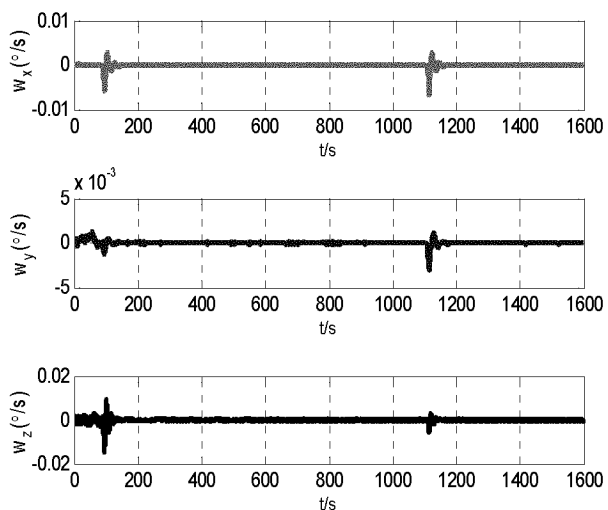


图 5

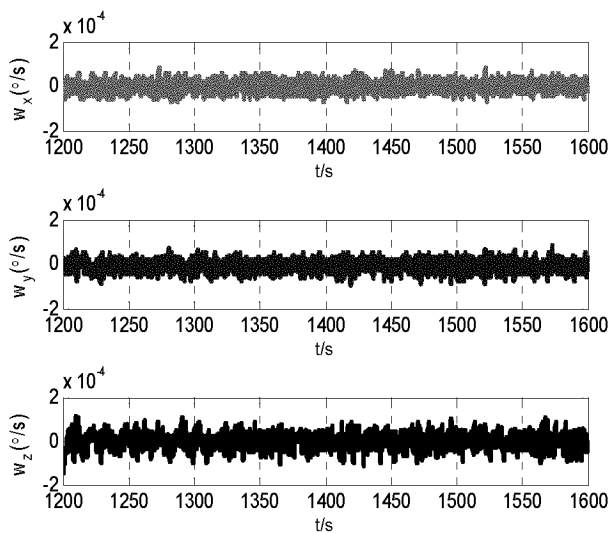


图 6

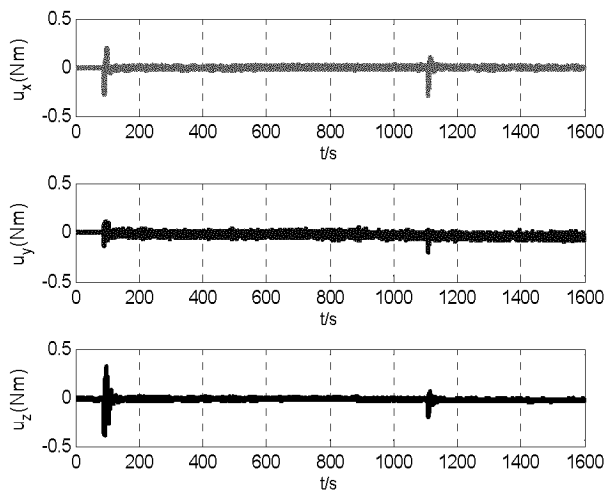


图 7

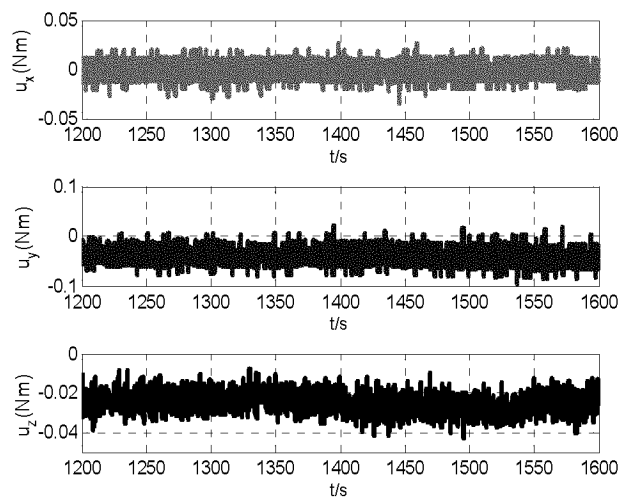


图 8

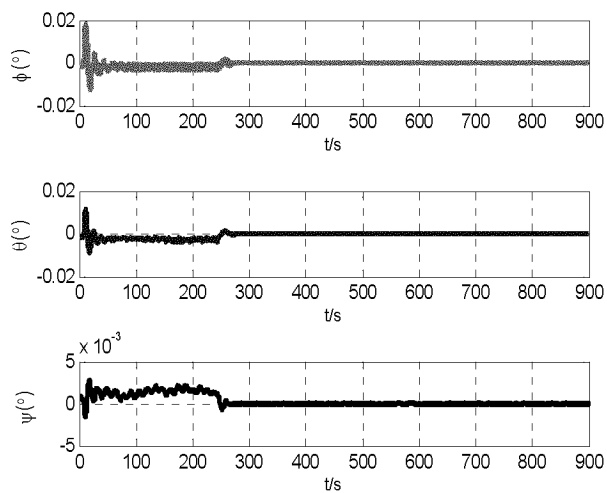


图 9

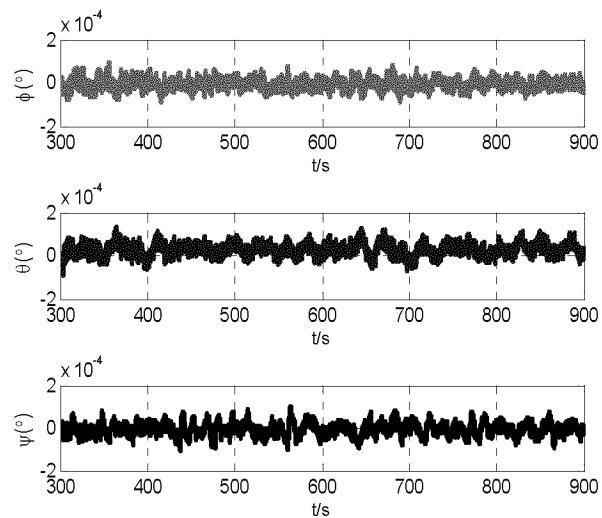


图 10

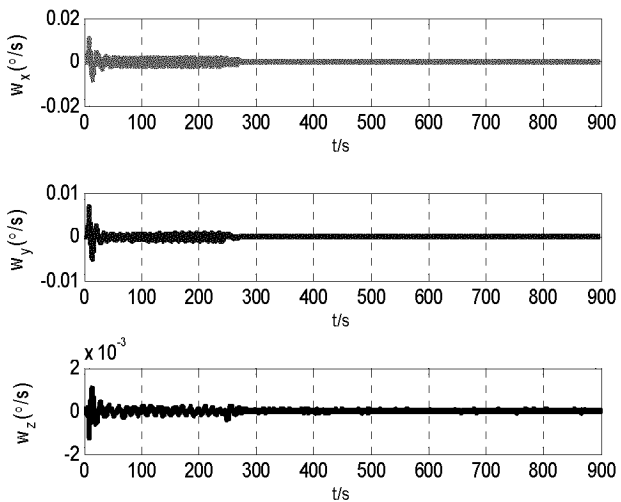


图 11



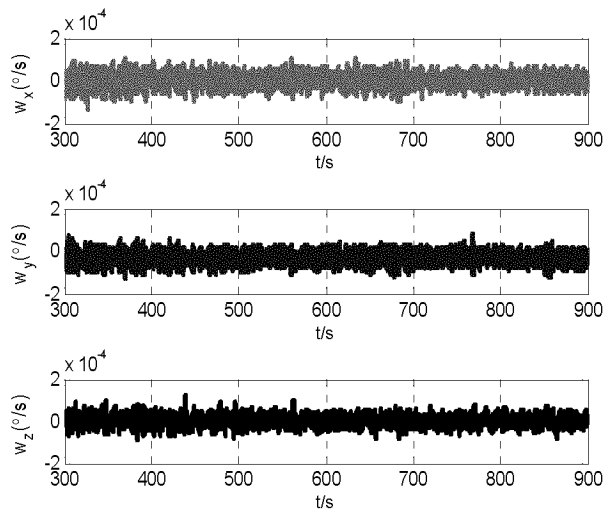


图 12

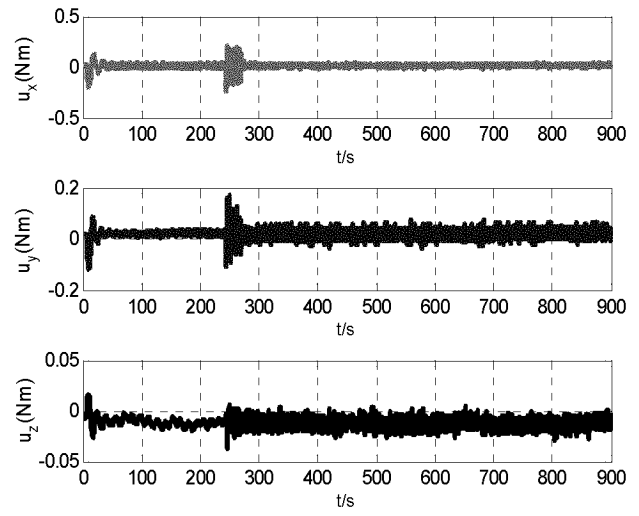


图 13

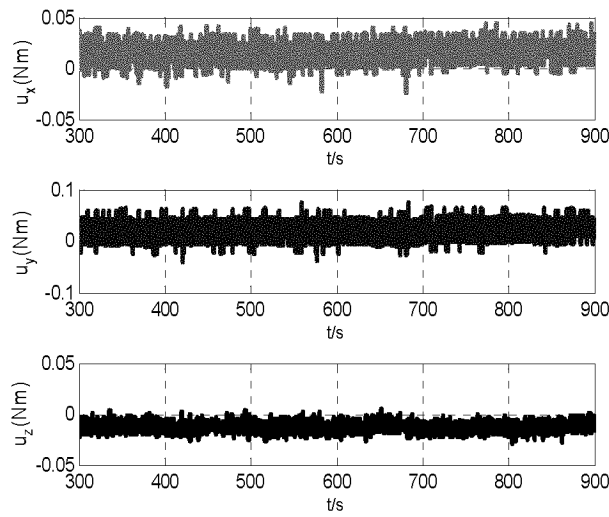


图 14